

# 모터와 프로펠러로 구성된 시소형 1축 자세 제어 실험에 관한 연구

## An Experimental Study of a Single Axis Seesaw Attitude Control Consisting of Motor and Propeller

김재남\*, 노민식\*, 송준범\*, 송우진\*\*, 강범수\*, 김정\*

Jae-Nam Kim\*, Min-Shik Roh\*, Jun-Beom Song\*, Woo-Jin Song\*\*,  
Beom-Soo Kang\*, and Jeong Kim\*\*

### 요 약

본 연구에서는 쿼드로터형 비행체 개발을 위한 선행연구로서 1축 자세 제어장비를 개발하고, 시뮬레이션과 실험을 수행하였다. 두 개의 모터와 프로펠러로 구성된 시소형 1축 자세 제어장비가 제작되었고, 추력 시험을 통해 공력 파라미터를 도출하였다. Matlab/Simulink를 이용하여 시스템의 응답을 추정하였고, 자세 센서와 자세 제어 컴퓨터를 탑재하여 실험을 수행하였다. 시뮬레이션과 실험 데이터를 비교하여 실험 시 발생하는 정상상태 오차에 대한 원인을 파악하고, 사용된 자세알고리즘과 자세 제어 컴퓨터에 대한 성능 검증하였다. 본 과정을 통해, 쿼드로터형 무인항공기 자세 제어를 위한 선행 필수 기초자료를 획득하였다.

### Abstract

In this research, a single-axis attitude control test bed is developed, and simulation and tests experiments are performed, as a preliminary research of a quad-rotor aerial vehicle development. A single-axis test bed with seesaw configuration is manufactured using two motors and propellers, and the aerodynamic parameters are derived by thrust tests. The response of the system is estimated with Matlab/Simulink, and experiments are performed with attitude control computer and an attitude sensor onboard the test bed. Comparing the results of simulated and tested data, factors of steady-state errors during experiments are found, and performances of used attitude control algorithm and the control computer were verified. In these process, essential preliminary data for attitude control of a quad-rotor unmanned aerial vehicle were acquired.

Key words : single-axis, quad-rotor, Matlab/Simulink, attitude control computer, attitude sensor

### I. 서 론

현재 개발 및 상용되고 있는 무인항공기는 크게 고정익형과 회전익형 두 가지로 분류할 수 있다. 고

정익형의 경우 회전익형에 비해 고속·장거리 비행이 가능하고 높은 동력 효율과 이륙중량의 확보가 가능하며, 상대적으로 단순한 동역학적 특성을 가지지만, 이착륙시 활주로가 필요하기 때문에 운용에 제한

\* 부산대학교 항공우주공학과(Dep. of Aerospace Eng., Pusan National University)

\*\* 부산대학교 부품소재산업협력연구소(Industrial Liaison Innovation Center, Pusan National University)

· 제1저자 (First Author) : 김재남

· 교신저자 (Corresponding Author) : 김 정

· 투고일자 : 2011년 12월 1일

· 심사(수정)일자 : 2011년 12월 2일 (수정일자 : 2012년 2월 25일)

· 게재일자 : 2012년 2월 28일

이 따른다. 반면, 회전익형의 경우 수직이착륙을 비롯해 제자리비행, 급선회, 저속비행, Sideslip 비행 등 다양한 비행이 가능하나, 구조가 복잡하고, 동력 효율이 낮으며, 상대적으로 복잡한 동역학적 특성을 지니고 있다.

회전익형 비행체의 제어가 고정익형에 비해 난이도가 높음에도 불구하고 소형 센서와 임베디드 시스템 기술의 발달로 인해 회전익형 비행체의 자세 제어에 관한 기술적 진보가 이루어 졌다. 또한 최근에는 도심과 산악지형 같은 복잡한 환경에서 수행되는 임무가 증가함에 따라 지형의 제약을 적게 받는 수직이착륙형 비행체에 대한 관심이 높아지고 있다. 특히, 소형 모터와 2차전지 기술의 발전으로 기존 헬리콥터 형상이 아닌 쿼드로터(Quad-Rotor)형 비행체에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다.[1]-[3] 쿼드로터형 비행체는 일반적으로 두 쌍의 정방향, 역방향 로터로 구성되어 있으며, 네 개의 로터 각각의 추력을 조절하여 비행체의 움직임을 제어하는 형태이다.

한편, 기존 수행된 쿼드로터형 비행체 개발 사례에서는 상용화된 플랫폼을 기반으로 한 제어기법의 연구가 주를 이루었는데, 이는 향후 다양한 크기와 형태의 비행체 개발에 대비한 기초연구가 부재함을 의미한다. 따라서 본 논문에서는 쿼드로터형 비행체 개발의 선행연구로서 모터와 프로펠러로 구성된 1축 자세 제어 장비를 개발하고, 시뮬레이션과 실험을 통해 시스템의 성능을 검증하여 체계적인 비행체 개발을 위한 기초자료를 획득하고자 하였다.

## II. 시스템의 운동방정식 및 모델링

### 2-1 1자유도 운동방정식

모멘트방정식과 토크방정식을 적용하여 1축 자세 제어 모델에 대한 운동방정식을 유도하였다. 식(1)과 식(2)는 플랫폼에서 발생하는 모멘트방정식을 수식화하였고, 식(3)과 식(4)는 두 개의 프로펠러가 발생시키는 토크방정식을 수식화하였다.

$$M = \frac{l}{2}(T_2 - T_1) - B\dot{\theta} \quad (1)$$

$$M = J\ddot{\theta} \quad (2)$$

$$T_1 = K_T \cdot \omega_1^2 \quad (3)$$

$$T_2 = K_T \cdot \omega_2^2 \quad (4)$$

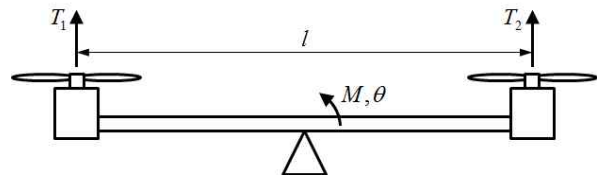


그림 1. 1자유도 동역학 모델  
Fig 1. 1 Axis Dynamic Model

1자유도 운동에 관한 모델은 횡방향 지지대의 양 끝단에 프로펠러를 설치하고, 두 프로펠러에서 발생하는 추력의 차이를 이용하여 원하는 경사각을 유지할 수 있도록 선정되었다.

여기서,  $M$ 은 지지점에 발생하는 모멘트를 의미하고,  $l$ 은 각 프로펠러 중심사이의 거리,  $T_1$ ,  $T_2$ 는 각 프로펠러의 추력,  $B$ 는 점성감쇠(Viscous damping)로 Kollmorgen社 모터 베어링의 점성 감쇠  $1.35 \times 10^{-5}(\text{Nm}/(\text{rad}/\text{s}))$  값을 사용하였다.[4]  $\dot{\theta}$ 은 지지점에서의 회전속도,  $J$ 는 플랫폼의 관성모멘트,  $\ddot{\theta}$ 은 지지점에서 회전가속도,  $\omega_1$ ,  $\omega_2$ 는 각 프로펠러의 회전속도,  $K_T$ 는 프로펠러 추력 상수를 의미한다. 관성 모멘트  $J$ 는 단면적이  $0.00125\text{m}^2$ 인 알루미늄 프로파일로 구성된 횡방향 지지대와 양단 모터의 무게  $0.43\text{kg}$ 을 고려하여  $0.28\text{m}^4$  값을 적용하였으며,  $K_T$ 는 실험을 통하여 값을 도출하였다.

### 2-2 프로펠러 추력 실험

프로펠러의 추력 상수를 구하기 위하여 그림2와 같이 장비를 구성하여 실험을 수행하였다. 실험에는 직경이 12 inch, 피치가 6 inch인 3엽 프로펠러를 사용하였다. 또한, 프로펠러의 중심축과 동일 선상에 분동을 설치할 수 있도록 하고 Counter Mass를 이용하여 횡방향 지지대가 수평을 유지할 수 있도록 하였다.

실험 방법은 수평이 맞추어진 횡방향 지지대에 분동을 추가함에 따라 무게가 증가하여 프로펠러가 설치된 쪽이 아래로 기울어지게 되는데, 이때 프로펠러의 회전속도를 올려 추력을 증가시킨다. 횡방향 지지대를 다시 수평이 되는 시점에 프로펠러의 회전속도를 측정하였다. 프로펠러의 회전속도는 Konex社의 디지털 회전속도계를 사용하였다.

각 실험 당 동일한 프로펠러에 1kg씩 하중을 증가시켜 4번을 수행하였고, 같은 조건으로 3번 반복하여 실험 데이터를 획득하였으며, 그림 3에 결과들도 시하였다. 실험 결과 추력 대비 프로펠러의 회전속도의 관계를 나타내는 식(3)에 의해 프로펠러 추력 상수  $K_T$  값이 약  $2 \times 10^{-5}$ 임을 확인하였다.

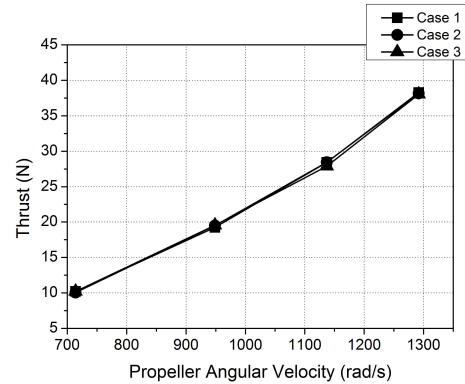


그림 3. 추력 실험 데이터  
Fig 3. Thrust Test Data

생길 수 있는 장비 손상을 방지하기 위해 횡방향 지지대 아래에 충격 흡수용 댐퍼를 부착하였다.

### III. 시스템 개요

#### 3-1 1축 자세 제어 실험 장비

그림 4는 1축 자세 제어 장비를 나타낸 것이다. 시소형대로 양 끝단에는 모터를 위치하고 횡방향 지지대는 80×40의 알루미늄 프로파일을 사용하였다. 모터는 Actro32-4 모델을 사용하였고, 전자 변속기를

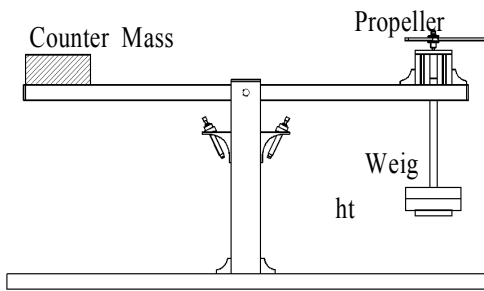


그림 2. 프로펠러 추력 실험 장비  
Fig 2. Apparatus of Propeller Thrust Test

모터와 연결하여 모터의 회전 속도를 조절할 수 있도록 하였다. 실험장비의 자세를 측정할 수 있는 자세센서를 부착하여 장비의 상태를 확인하고, 자세 제어 컴퓨터를 사용하여 모터를 제어하고, 실험장비의 자세 및 속도에 대한 데이터를 획득, 저장할 수 있도록 구성하였다. 또한 갑작스런 추력증가에 의해서

#### 3-2 자세 제어 시스템

자세 제어 컴퓨터는 1축 자세 제어 플랫폼에 탑재되는 핵심 부품으로서 자세 제어, 데이터 처리 및 저장, 송·수신의 역할을 한다. 자세계산은 Texas Instrument社에서 개발한 TMS320F28335 프로세서를 사용하였다. 이 제품은 하드웨어적으로 부동소수점 연산이 가능한 FPU(Floating Point Unit)가 탑재되어 기존의 프로세서 보다 빠른 연산속도를 가진다.

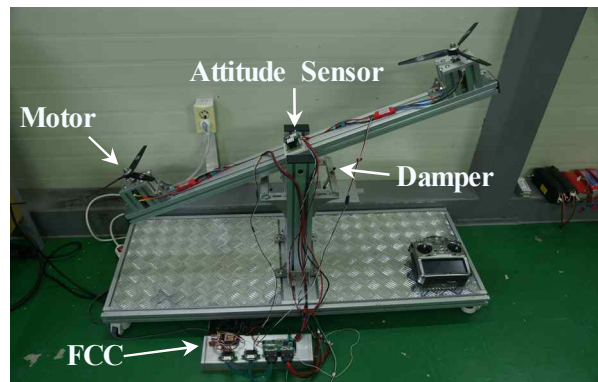


그림 4. 1축 자세제어 실험 장비  
Fig 4. Apparatus of 1 Axis Attitude Control

표 1. 자세 센서 제원

Table 1. Specification of Attitude Sensor

Processor	150MHz TMS320F28335
Weight	24 gram
Size	65mm×50mm×25mm
Gyro	±300°/s, 3 axis
Accelerometer	±18g, 3 axis
Magnetometer	±3.5gauss, 3 axis

본 연구에서는 사용되는 자세 센서는 각속도, 가속도 및 지자기 센서가 각 3축으로 구성되어 있는 Analog Device社의 ADIS16405모델을 사용하였다. 표1은 센서의 성능을 나타낸다.[5][6] 그림 5와 그림 6은 1축 자세 제어 실험에 사용되는 자세 제어 시스템의 구성과 제작된 자세 제어 장치를 나타낸 것이다. 각각의 보드는 eCAN통신으로 연결되며, 자세 센서와

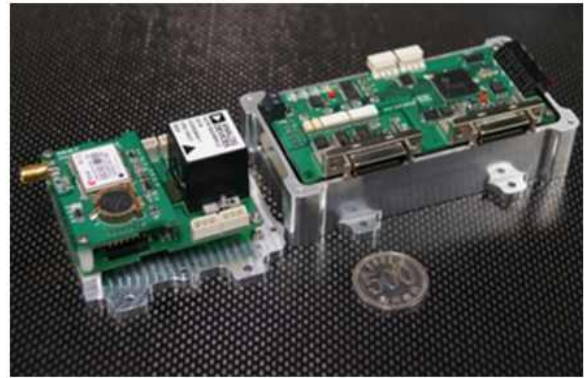


그림 6. 자세 제어 시스템(자세 센서(좌), 자세 제어 컴퓨터(우))  
Fig 6. Attitude Control System

메인보드는 UART(Universal Asynchronous Receiver Transmitter)통신으로 연결되어 플랫폼의 자세 및 속도 제어, 데이터 획득, 데이터의 실시간 저장 기능을 수행한다. 모터 제어 기능은 메인보드에 통합하였다. 실험 데이터 저장을 위한 데이터 레코더는 SD(Secure Digital) Memory의 FAT(File Allocation Table) 파일 시스템을 적용하여 SPI(Serial Peripheral Interface) 통신을 통해 메인보드로부터 수신된 데이터를 텍스트 파일로 저장한다.

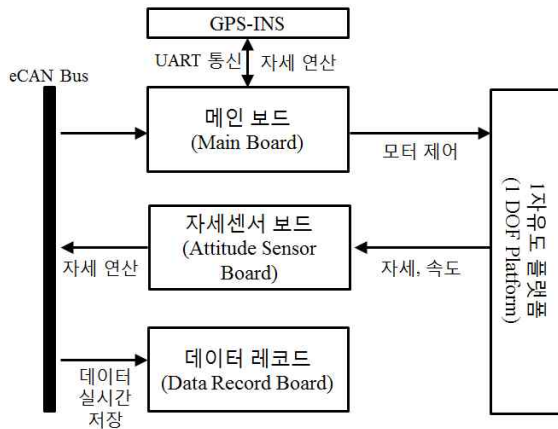


그림 5. 자세 제어 시스템의 구성도  
Fig 5. Schematic Diagram of The Attitude control System

IV. 모의 실험 및 실험 결과

4-1 시뮬레이션

시뮬레이션을 위해서 Matlab/Simulink를 이용하였다. Simulink는 GUI(Graphical User Interface) 방식으로 수학적 모델링을 보다 편리하게 적용할 수 있다. Simulink를 이용하여 전체 및 세부 시스템의 제어 알고리즘을 설계하였고, 실험에 근거하여 모터의 최대

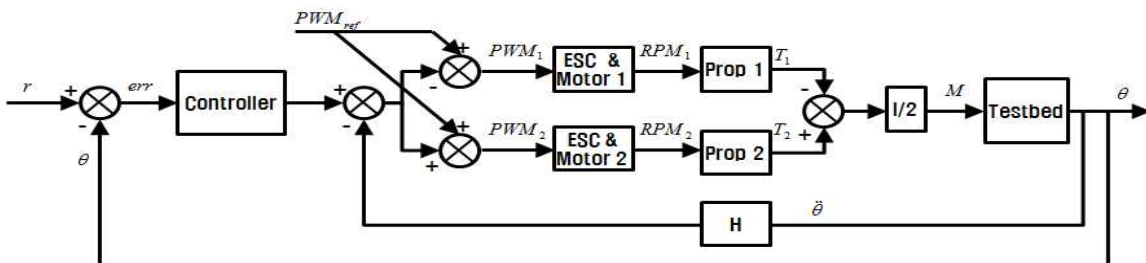


그림 7. 1축 자세 제어 Simulink 모델  
Fig 7. 1 Axis Attitude Control Simulink Model

회전수는 12,000rpm으로 제한하였다.

그림 7은 1축 자세 제어의 시뮬레이션 모델을 나타낸 것이다. 본 모델에서는 비례미분제어기를 사용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 비례미분제어기의 제어 이득 값을 선정하는 과정은 다음과 같다. 먼저 미분 이득( $K_d$ )값을 0로 두고 적절한 비례 이득( $K_p$ ) 값을 입력한다. 오버슈트와 진동이 발생하게 되면  $K_d$  값을 증가시키고, 다시  $K_p$  값을 증가시키는 과정을

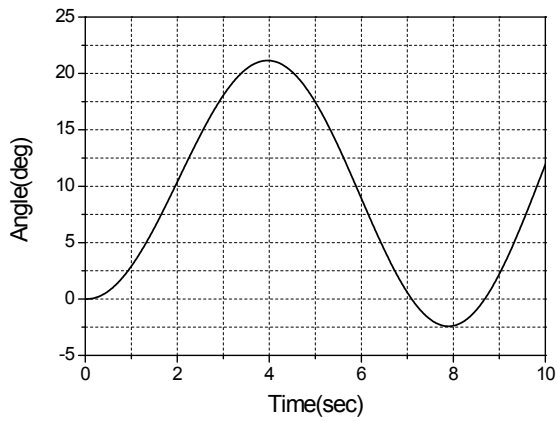


그림 8. 시뮬레이션 결과(비례 제어)

Fig 8. Result of Simulation(Proportional Control)

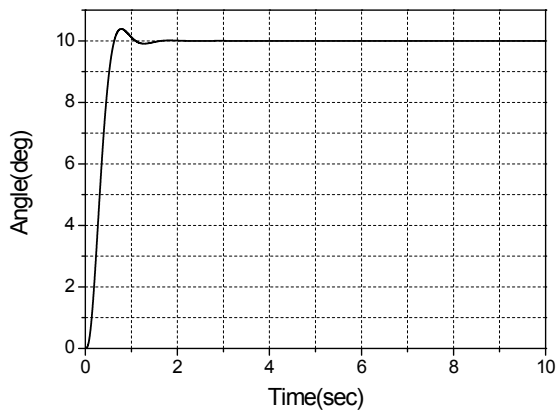


그림 9. 시뮬레이션 결과(비례미분제어)

Fig 9. Result of Simulation(PD Control)

반복하여 정착시간이 최소가 될 때까지 시뮬레이션을 수행한다.[7] 그림 8은 비례제어기만으로 시뮬레이션 수행하였을 때의 결과이다. 비례제어기만으로는 과도한 진동이 발생하는 것을 확인하여  $K_d$  값을

증가시키면서 시스템이 안정화 되는 결과를 확인하였다. 그림 9는 비례미분제어기를 통해 1축 자세 제어 모델을 시뮬레이션한 결과이다. 이때 최종  $K_p$ ,  $K_d$  값은 각각 0.15와 0.047이고, 시스템 응답의 상승 시간은 약 0.3초이며, 약 0.7초 후에 안정화 되는 것을 확인하였다.

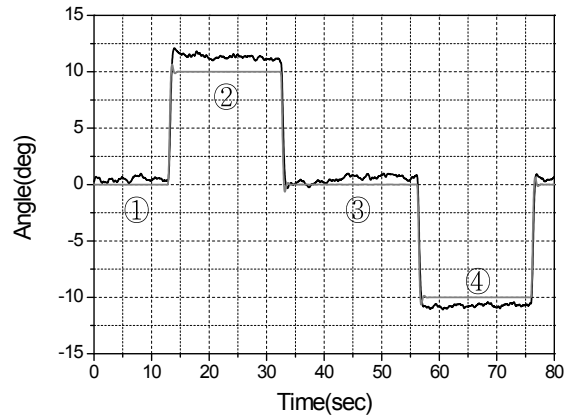


그림 10. 자세 제어 실험 결과(각)

Fig 10. Result of Attitude Control Experiment(angle)

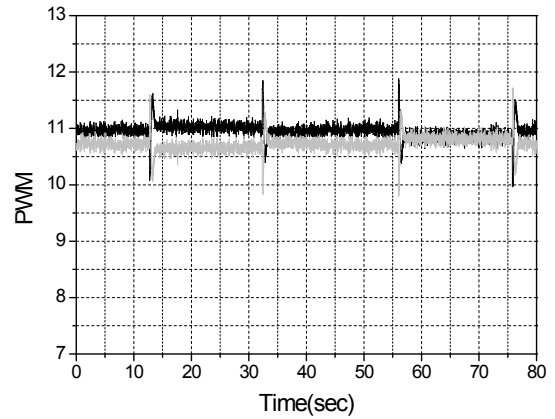


그림 11. 자세 제어 실험 결과(PWM)

Fig 11. Result of Attitude Control Experiment(PWM)

#### 4-2 실험

3-1에서 소개한 1축 자세 제어 장비를 이용하여 프로펠러의 추력변화를 이용한 자세제어 실험을 수행하였다. RC(Radio Control)조종기를 이용하여 수동으로 먼저 장비가 원활하게 작동하는지를 파악하고, 지상통제프로그램(Ground Control Software)을 이용하여

실시간으로 장비의 상태를 확인하였다. 또한, 지상통제프로그램과 데이터 송·수신을 통해 자동 자세제어 실험을 수행하였다. 실험에서 획득한 최종 이득 값  $K_p$ ,  $K_d$ 는 각각 0.12, 0.04를 적용하였고 이때 상승시간은 약 0.5초, 정착시간은 약 1.7초임을 확인하였다.

그림 10은 자세제어시험 플랫폼의 기준입력을  $0^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $-10^\circ$ ,  $0^\circ$  순으로 바꾸면서 실험을 한 결과와 실험조건과 같은 제어이득과 기준입력을 주었을 때의 시뮬레이션 결과이다. 그림 10에서 시뮬레이션과 실제 실험의 계단응답의 상승시간은 0.2초 차이를 보이고 오버슈트의 크기와 정상상태오차에서 차이가 발생하는 것은 모델링오차에 기인한 것으로 판단된다. 특히 구간 2번과 4번에서 발생한 정상상태 오차는 각각  $1.32^\circ$ ,  $-0.74^\circ$ 인데 실험에 사용한 플랫폼의 무게 중심이 회전축 보다 위에 있어 횡방향 지지대가 기울어지면 기울기가 커지는 방향으로 모멘트가 발생하는데 이를 시뮬레이션 모델에 반영하지 않았기 때문으로 보인다.

반면, 무게 중심 위치의 영향을 거의 받지 않는 1번, 3번 구간에서는 정상상태 오차가 각각  $0.47^\circ$ ,  $0.51^\circ$ 가 발생됨을 알 수 있는데, 이는 추력을 발생시키는 요소가 같은 제어입력에서 다른 추력을 발생시켰기 때문이라고 사료되며, 그림 11에서와 같이 평형 상태에서도 좌우의 제어입력이 다르게 인가되는 것으로부터 유추 할 수 있다. 좌우 모터에서 추력이 다르게 발생한 이유는 플랫폼에 사용된 정방향, 역방향 프로펠러의 추력계수가 서로 같지 않거나 양쪽에 사용된 모터 전자변속기의 이득 차이가 있기 때문인 것으로 판단된다.

## V. 결 론

본 논문에서는 쿼드로터형 비행체 개발을 위한 선행연구로 1축 자세 제어 장비 개발에 관한 연구를 진행하였다. 모델의 운동방정식을 유도하고 실험을 통해서 시스템 파라미터를 구하였다. Matlab/Simulink를 이용하여 1축 자세 제어 장비를 모델링하고, 시뮬레이션을 수행하였다. 시소형태의 플랫폼을 제작하고

자세센서와 자세 제어 컴퓨터를 탑재하여 실험을 수행하였다. 시뮬레이션과 실험데이터를 비교하였을 때, 계단응답의 상승시간은 0.2초 차이를 보이고  $10^\circ$ ,  $-10^\circ$ 의 각도변화시 각각  $1.32^\circ$ ,  $-0.74^\circ$ ,  $0^\circ$ 로 자세 회복시  $0.47^\circ$ ,  $0.51^\circ$ 의 정상상태 오차가 발생하는 것을 확인하였다. 실험 시 발생하는 정상상태오차에 대한 원인을 파악하고 사용된 자세제어기, 자세 제어 컴퓨터와 자세센서에 대한 성능을 검증하였다. 향후 본 연구를 통해 검증된 자세제어장치와 제어기를 쿼드로터형 비행체에 적용하여 자동비행이 가능한 제어 알고리즘과 자동 비행 장치를 개발할 계획이다.

## 감사의 글

본 연구는 교육과학기술부와 한국연구재단의 지역혁신인력양성사업으로 수행된 연구결과임.

## 참 고 문 헌

- [1] 나운주, 최승원, 정연득, 조성욱, 심현철, “가변 피치 프로펠러 쿼드로터의 연구, 개발 및 자세제어 비행”, *항공우주공학회 2010년도 춘계학술대회 논문집*, pp.631-634, 2010.4
- [2] 이병석, 이준화, 김규식, 김조천, “초소형 비행체 Quad Rotor를 이용한 USN 환경 가스 센싱 시스템”, *2008년도 정보 및 제어 심포지엄(ICS'08) 논문집*, pp.45-46, 2008
- [3] A. Sanchez, L.R. Garcia Carrillo, E. Rondon, R. Lozano, O. Garcia, “Hovering Flight Improvement of a Quad-rotor Mini UAV Using Brushless DC Motors”, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 61, pp.85-101, 2010.9
- [4] <http://www.DanaherMotion.com>
- [5] 노민식, 송준범, 송우진, 강범수, “소형무인항공기를 위한 소형 경량 AHRS의 지상시험 및 성능평가”, *한국항공학회 논문지* 제 15권, 2호, pp181-188, 2011.4



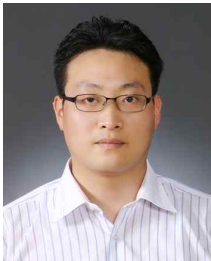
- [6] 송준범, 노민식, 송우진, 백광렬, 김정, 강범수, “소형 무인 헬리콥터를 위한 임베디드 컨트롤러 기반 자동비행 시스템 개발”, *한국항공우주학회 2011년도 추계학술대회 논문집*, pp.1301-1306, 2011.11
- [7] Ledin. Jim, “Embedded control systems in C/C++:an introduction for software developers using MATLAB”, *CMP Books*, 2004

김 재 남 (金在男)



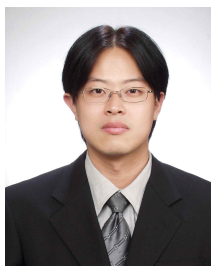
2010년 2월 : 부산대학교  
항공우주공학과(공학사)  
2010년 3월 ~ 현재 : 부산대학교  
항공우주공학과(공학석사)  
관심분야: 쿼드틸트로터 무인기 개발

노 민 식 (盧珉植)



2005년 2월 : 부산대학교  
항공우주공학과(공학사)  
2007년 2월 : 부산대학교  
항공우주공학과(공학석사)  
2008년 7월 : 경인테크 부설연구소  
2009년 4월 : 수중운동체  
특화연구센터 전문연구요원  
2010년 10월 ~ 현재 : 하이브리드소재솔루션국가  
핵심연구센터 전문연구요원  
관심분야: 항법장치, 무인시스템, 유도 및 제어 등

송 준 범 (宋濬範)



2005년 8월 : 부산대학교  
항공우주공학과(공학사)  
2005년 9월 ~ 현재 : 부산대학교  
항공우주공학과(공학석사통합과정)  
관심분야: 무인기 시스템 설계,  
유도 및 제어, 임베디드 시스템 개발

송 우 진 (宋宇眞)



1999년 2월 : 부산대학교  
항공우주공학과(공학사)  
2005년 8월 : 부산대학교  
항공우주공학과(공학박사)  
2006년 3월 ~ 현재 : 부산대학교  
부품소재산업협력연구소 교수  
관심분야: 무인기, 소성가공 공정  
설계 및 해석, 항공기 구조해석

강 범 수 (姜範洙)



1981년 2월 : 부산대학교 기계공학과  
(공학사)  
1983년 2월 : KAIST 항공우주공학과  
(공학석사)  
1990년 2월 : Mechanical Eng.,  
Univ. of California at Berkeley,  
California, USA(공학박사)  
1991~현재 : 부산대학교

항공우주공학과 교수  
관심분야: 가변성형, 소성가공, 무인시스템 등

김 정 (金廷)



1989년 2월 : 부산대학교 기계공학과  
(공학사)  
1991년 2월 : KAIST 기계공학과  
(공학석사)  
2002년 8월 : 부산대학교  
항공우주공학과(공학박사)  
2003년 10월 ~ 현재 : 부산대학교

항공우주공학과 교수  
관심분야: 하이드로포밍, 가변성형, 전자기성형, 무인시스템 등